

# 卒業論文要旨

## 圧縮機動翼列の翼端漏れ流れ制御による失速特性改善

### Improvement of Compressor Stall Characteristics by Controlling Blade Tip Leakage Flow

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1220126 沼野 翔泰

#### 1. 緒言

航空機用のジェットエンジンは燃料消費率の改善が求められており<sup>(1)</sup>、同時に安全性の確保は必須である。ジェットエンジンの圧力比を上げることは燃料消費率の改善につながる方法の一つである。圧力比を上げる方法として「圧縮機の段数を増やす方法」と「圧縮機の回転数を大きくする方法」がある。「圧縮機の段数を増やす方法」は部品点数が増加することから燃料消費率の悪化につながるため、燃料消費率の改善には「圧縮機の回転数を大きくする方法」が有効である。しかし、圧縮機の回転数を大きくすると、圧縮機の動翼で失速が発生しやすくなりエンジンの故障や事故に繋がる。圧縮機の失速特性は航空機の安全性に大きく関わることから、良好な失速特性が求められる。

圧縮機の失速特性を改善する手法の一つとして動翼を覆うケーシングに溝加工を施し、翼端を翼正圧面側から負圧面側に向けて流れる翼端漏れ流れを制御することで失速特性を改善する「ケーシングトリートメント」という手法があるが、圧力比や圧縮機効率を低下させてしまうという問題点がある。

そこで本研究では、翼端漏れ流れを制御することで圧力比や圧縮機効率の低下を最小限に抑えた圧縮機翼列の新たな失速特性改善手法を提案することを目的とした。

#### 2. 研究方法

本研究は様々な溝加工形状を評価するためにコンピュータを使用した数値計算により行った。また、実際のジェットエンジンには翼を環状に並べた「環状翼列」が用いられるが、翼端漏れ流れの影響のみに着目するために環直径が翼スパンと比べて十分大きいと仮定した「直線翼列」を用いて研究を行った。

まず始めに、提案する新たな失速特性改善手法が翼面上の流れに及ぼす影響を調査し、その結果をもとに、失速特性を改善する翼端溝加工形状を模索した。

#### 3. 数値計算法

##### 3.1 計算ソフトと支配方程式

計算ソフトは JAXA が開発中の三次元圧縮性流れソルバーである UPACS を使用した<sup>(2)</sup>。支配方程式は 3 次元圧縮性ナビエ・ストークス方程式を用いた。

##### 3.2 計算対象・条件

計算対象は直線翼列の一流路をモデル化したものを用いた。翼型は NACA65-810 翼型を使用し、翼弦長 80[mm]、翼スパン 180[mm]の短形翼とした。計算モデルの上面と下面に

周期境界条件を設定することで直線翼列の流れを再現し、食違い角 26.3[deg]、ピッチ 80[mm]、主流流速 40[m/s]の条件を与えて計算した。翼面と壁面は滑りなし壁条件とし、翼端側の壁面については実際のジェットエンジンにおけるケーシングと動翼の相対的な運動を再現するために壁面運動条件とした。また、翼端と翼端側の壁面との翼端隙間は 3.5[mm]とした。翼端側から見た格子の概要を図 1、翼腹面側から見た格子の概要を図 2 に示す。

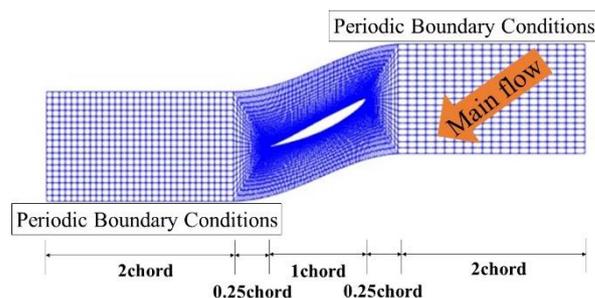


Fig. 1 Overview of computational grid (from tip side)

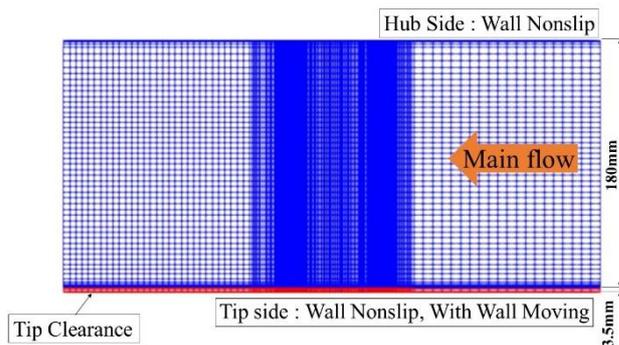


Fig. 2 Overview of computational grid (from wing belly side)

#### 4. 新たな失速特性改善手法の提案

##### 4.1 通常の翼の失速特性

まず始めに、通常の翼モデルを用いて失速点と翼面圧力分布を調査した。通常の翼モデルを Model0 と呼称することにする。図 3 に Model 0 の流入角に対する揚力係数の変化、図 4 に翼端から 90mm (50%span) における流入角に対する翼面圧力係数の変化を示す。図 3 より、Model 0 においては連続して揚力係数が低下し始める点である失速点が流入角 61 度であることがわかる。図 4 より、動翼への流入角が大きくな

ると、翼負圧面側の前縁から 8[mm] (10%chord) 程度離れた場所に低圧の領域が生成されることがわかる。この領域を可視化したものを図 5 に示す。図 5 より、低圧の領域では速度ベクトルが逆流し、剥離していることがわかる。このことを踏まえて再度図 4 に着目すると、剥離領域は流入角が大きくなるにつれて成長しながら後縁側へ移動し、やがて翼面全体に広がって失速することがわかる。このことから、剥離領域の成長を遅らせることが失速特性改善に繋がると考えられる。

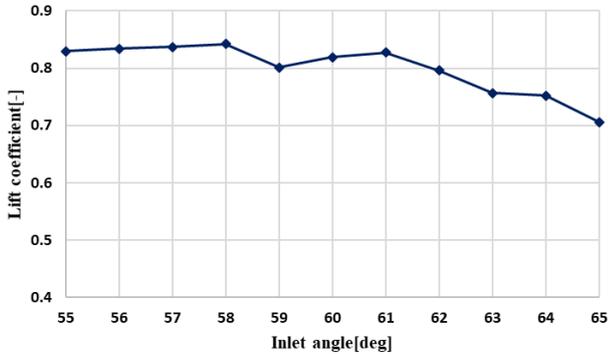


Fig. 3 Lift coefficient with respect to inlet angle for Model 0

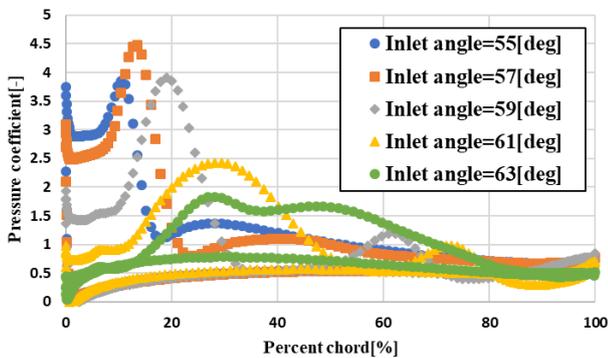


Fig. 4 Pressure coefficient at 50%span position from tip in blade surface with respect to inlet angle for Model 0

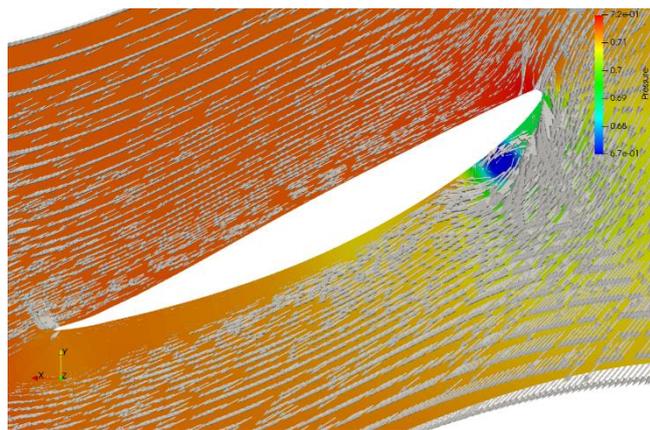


Fig. 5 Pressure distribution and velocity vector around the blade (Model 0, inlet angle=57[deg], 50%span position from tip)

#### 4.2 新たな失速特性改善手法

新たに提案する失速特性改善手法として、剥離領域に対してよりピンポイントで翼端漏れ流れを導き、失速特性改善に繋げることを期待して動翼の前縁側翼端に溝加工 (Tip

treatment) を施した。溝は幅 2[mm] (2.5%chord)、深さ 4[mm] (5%chord) とし、翼端漏れ流れが主流によって後縁側に流されることを防ぐために翼弦に垂直方向に加工した。溝の中心位置を変えた 6 パターンのモデルで計算を行い、翼面近傍の流れがどのように変化するかを調査するために翼端溝加工がないモデル (Model 0) の計算結果と比較した。表 1 に溝加工の中心位置、図 6 に提案する新たな失速特性改善手法の例をそれぞれ示す。

Table 1 Position of tip treatment

Model	Distance from leading edge to center line of tip treatment [Percent chord]
1	1.25
2	2.5
3	5
4	10
5	15
6	20

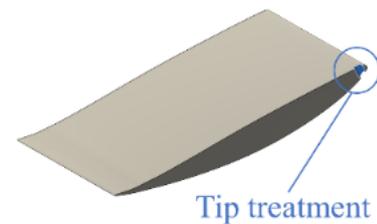


Fig. 6 Example of tip treatment (Model 2)

それぞれのモデルの狙いとして、Model 1 は翼端前縁から発生する翼端漏れ渦を強め、剥離領域の成長を抑えることを狙った。Model 2 から Model 4 は、剥離領域に直接翼端漏れ流れを導くことで剥離領域の成長を抑えることを狙った。Model 5 と Model 6 は翼全体に広がって崩壊する直前の剥離領域に翼端漏れ流れを導くことで剥離領域の崩壊を抑えることを狙った。

#### 4.3 翼端溝加工の位置による翼負圧面上の流れの変化

図 7 に Model 1, Model 2 の流入角 55 度における翼負圧面から 3.5×10<sup>-4</sup>[m]離れた位置の流速ベクトル、同様に図 8 に Model 3, Model 4 について、図 9 に失速点付近である流入角 60 度における Model 5, Model 6 について示す。いずれも比較のため Model 0 も同時に示してある。黒丸で囲った溝加工付近の流れを見ると、図 7 より、Model 1 では Model 0 よりも流速ベクトルが逆流しているのがわかる。図 7 と図 8 より、Model 2 と Model 3 では Model 0 と比べてわずかではあるが翼スパン方向に流れを導くことができ、流れの逆流を抑えることがわかる。図 8 と図 9 より、Model 4, Model 5, Model 6 では Model 0 と流れの違いがほとんど見られないことがわかる。以上のことから、翼端溝加工を翼前縁に近づけるほど翼端漏れ流れを用いて流れの逆流を抑えることができると考えられる。

次に、図 10 と図 11 に流入角 55 度における Model 0, Model 2, Model 3 の翼端から 18[mm] (10%span) 離れた位置と翼端

から 90[mm] (50%span) 離れた翼中央スパンにおける翼面圧力係数分布をそれぞれ示す。2つの図中の 10%chord 付近にある圧力係数が大きい領域が剥離領域である。図 10 より、翼端付近では剥離領域の成長が抑えられていることがわかる。しかし、図 11 より翼中央スパンでは変化が見られないことがわかる。以上のことから、この溝加工形状では翼全体の失速特性改善には繋がらないと考えられる。

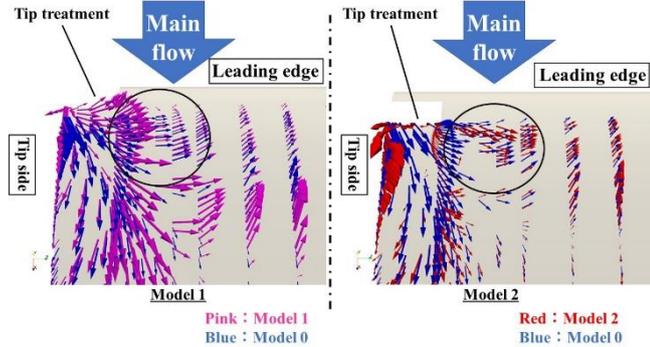


Fig. 7 Flow on the wing for Model 1 and Model 2 compared with Model 0 (inlet angle=55[deg])

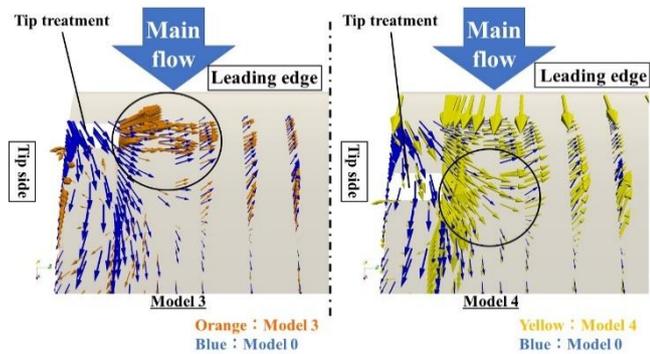


Fig. 8 Flow on the wing for Model 3 and Model 4 compared with Model 0 (inlet angle=55[deg])

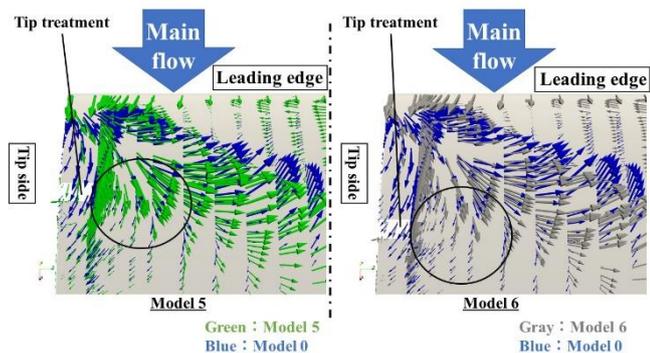


Fig. 9 Flow on the wing for Model 5 and Model 6 compared with Model 0 (inlet angle=60[deg])

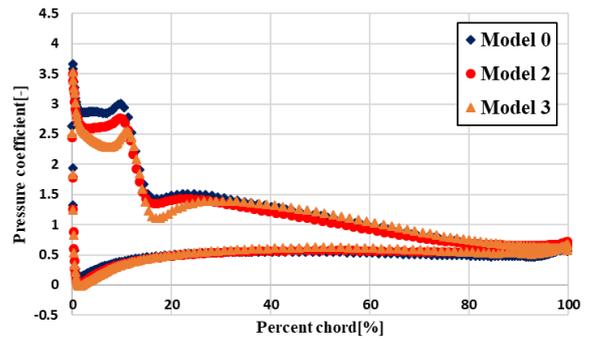


Fig. 10 Pressure coefficient on the wing at 10% span position from tip at inlet angle of 55 deg. for Model 0, Model 2 and Model 3

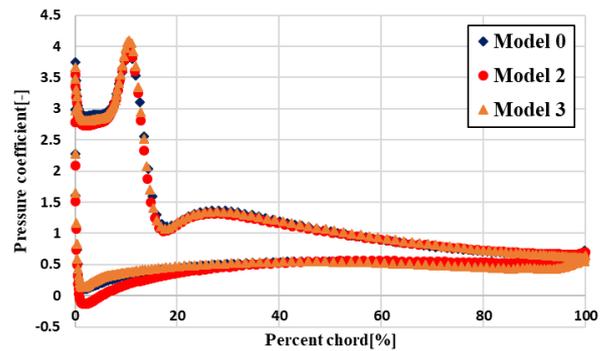


Fig. 11 Pressure coefficient on the wing at 50% span position from tip at inlet angle of 55 deg. for Model 0, Model 2 and Model 3

## 5. 新たな翼端溝加工形状の提案

### 5.1 新たな翼端溝加工形状

図 12 に提案する新たな翼端溝加工形状を示す。施した溝加工は幅、深さ共に 4[mm] (5%chord) とし、第 4 項で扱った溝加工形状と比べて深さは変えず、幅を 2 倍にした。また、溝の傾きについては圧力上昇が著しい前縁部からより多くの翼端流れを導くことを期待して翼列ピッチに対して平行に加工した。溝の正圧面側の中心位置は前縁から 2.5[mm] (3.125%chord) とした。これを Model 7 と呼称することにする。

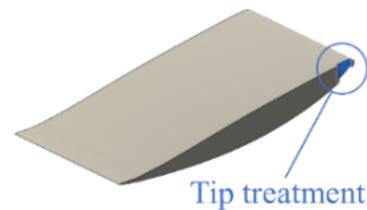


Fig. 12 New model with tip treatment (Model 7)

### 5.2 新たな翼端溝加工形状による失速特性への影響

図 13 に Model 0 と Model 7 のそれぞれについて流入角に対する揚力係数の変化を示す。連続して揚力係数が低下し始める点である失速点が、Model 0 の失速点が 61 度であるのに対し、Model 7 の失速点は 62 度であり、失速点が大きくなったことがわかる。また、Model 7 は Model 0 と比べて、揚力係数の値が全体的に小さいことがわかる。

図 14 と図 15 に流入角 55 度における翼端から 18[mm] (10%span) 離れた位置と翼端から 90[mm] (50%span) 離れた翼中央位置における翼面圧力係数分布をそれぞれ示す. 翼端付近と翼中央スパンのどちらにおいても剥離領域が小さくなっており, 剥離の進行を抑えていることがわかる. 以上のことから, 翼端溝加工を通った翼端流れが, 翼端だけでなく翼中央スパンにおいても剥離の進行を抑制し, 失速特性改善に繋がったと考えられる.

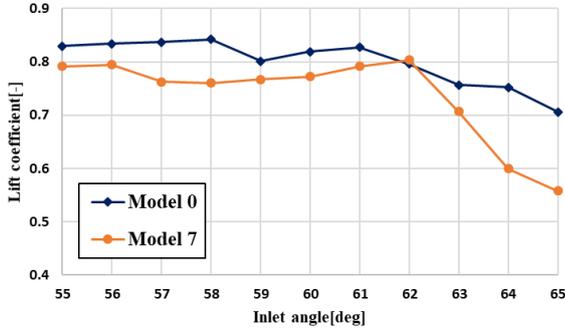


Fig. 13 Lift coefficient with respect to inlet angle for Model 0 and Model 7

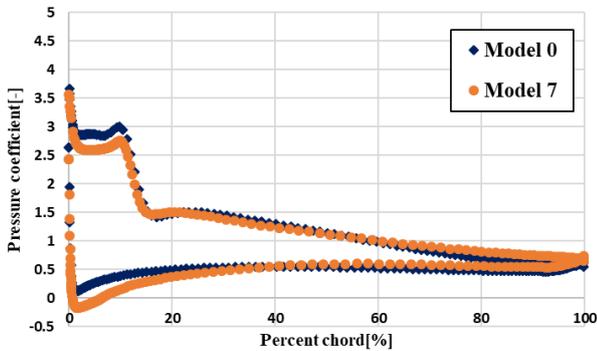


Fig. 14 Pressure coefficient on the wing at 10% span position from tip at inlet angle of 55 deg. for Model 0 and Model 7

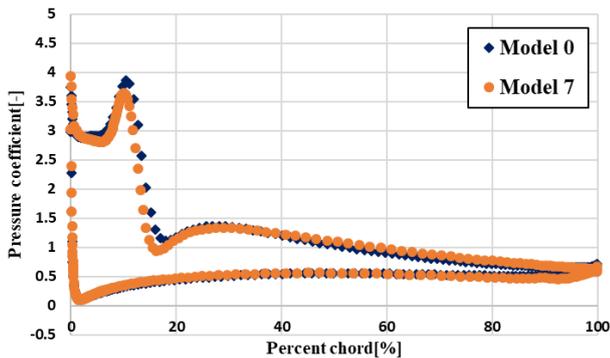


Fig. 15 Pressure coefficient on the wing at 50% span position from tip at inlet angle of 55 deg. for Model 0 and Model 7

## 6. 結言

本研究では直線翼列を対象とした数値計算によって新たに提案する失速特性改善手法が翼面付近の流れに及ぼす影響を調査し, その結果をもとに失速特性を改善するモデルを模索した.

まず, 新たに提案する失速特性改善手法が翼面付近の流れに及ぼす影響を調査した. その結果, 翼の前縁近くに溝

加工を施すことで翼端流れを翼端付近の剥離領域に導くことがわかった.

次に, これまでの翼端溝加工モデルより積極的に翼端流れを導くことを期待したモデルで失速特性を調査した. その結果, 翼端溝加工がないモデルに比べて翼にかかる負荷は減少するものの, 剥離領域の成長を抑え, 失速特性改善につながることがわかった.

今後の課題として, 数値計算で失速特性改善効果が確認できた翼端溝加工モデルについて, 風洞実験においても失速特性改善効果があるか確認する必要がある. また, 今回失速特性改善効果が確認できた翼端溝加工モデルは, 翼負荷の減少も同時に確認できた. 圧縮機の動翼において翼負荷の減少は圧力比の低下につながることから, 失速特性を改善し, 且つ翼負荷の減少を最小限にする翼端溝加工形状を模索する必要がある. 加えて, 今回は空力性能にのみ着目しているため, 強度の面も考えて溝加工形状を検討する必要がある.

## 謝辞

JAXA で開発中の UPACS を使用させていただくにあたり, JAXA の山本一臣氏と賀澤順一氏には貴重なご助言を頂いた. ここに感謝の意を表す.

## 文献

- (1) 旅客用エンジンの技術革新～経済性・環境適合性・安全性の向上への取り組み～, (公財) 航空機国際共同開発促進基金 (2015)
- (2) CFD 共通基盤プログラム UPACS の開発, 山本一臣, 他 6 名, 第 14 回数値流体力学シンポジウム (2000)